УДК 621.643-531.44

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С СОКРАЩЕННЫМ ВРЕМЕНЕМ АКТИВНОГО УЧАСТКА ТРАЕКТОРИИ

О.В. Иванченко
(представил д.т.н., проф. И.М. Приходько)

Рассмотрена математическая модель полета летательного аппарата (ЛА) коническо - цилиндрической формы с сокращенным временем активного участка траектории (АУТ). Предложены аэродинамические коэффициенты, позволяющие описывать полет с гиперзвуковыми скоростями. Предложен порядок определения массовых геометрических и тяговых характеристик.

Введя в известную модель движения [1] некоторое ограничение по времени АУТ, позволяющее затруднить или исключить обнаружение, идентификацию и уничтожение ЛА, выполняющего полет по баллистической траектории, учитывая полет с гиперзвуковыми скоростями, можно реализовать способ преодоления противоракетной обороны (ПРО) противника путем сокращения времени АУТ.

Математическая модель полета ЛА коническо - цилиндрической формы с сокращенным временем АУТ описывается системой уравнений:

$$t_{АУТ} < t_{ПРО};$$

$$\begin{cases} \dfrac{dV}{dt} = \dfrac{P_p \cos\alpha}{M_{к-ц}(t)} - g\sin\Theta - C_{x к-ц}\dfrac{\rho V^2}{2} S_{к-ц} \cdot \dfrac{1}{M_{к-ц}(t)}; \\ \dfrac{d\Theta}{dt} = \dfrac{P_p}{M_{к-ц}(t)}\sin\alpha - g\cos\Theta - \dfrac{C_{y к-ц}}{M_{к-ц}(t)}\dfrac{\rho V^2}{2} S_{к-ц}; \\ \dfrac{dh}{dt} = V_{к-ц}\sin\Theta; \\ \dfrac{dL}{dt} = V_{к-ц}\cos\Theta, \end{cases}$$

в которой:

$$P_p = \frac{M_T}{t_{аут}} \cdot I_{уд};$$

$$\Theta(t) = \Theta_0 + \Delta\Theta \exp\left\{-m\left(\frac{t}{\sum t_{аут}}\right)^n\right\};$$

$$M(t) = f(M_{пн}, M_{т_2}, M_{к_2},); \qquad M_{пн} = \frac{\pi}{3}\rho_{пн} \cdot L^3 K_3^2 tg^2\varphi;$$

$$M_{т_2} = \rho_{т_2} \cdot \frac{1}{3}\pi L^3 tg^2\varphi\left[(K_2 + K_3)^3 - K_3^3 - K_2^3\right];$$

$$M_{K_2} = 2\pi\rho_{K_2} L^3 tg\varphi\left(K_3 + \frac{1}{2}K_2\right)^2 K_2 \frac{P_2}{[\sigma]};$$

$$K_2 + K_3 = 1; \quad K_3 = \frac{1}{L}\sqrt[3]{\frac{3M_3}{\pi\rho_{пн} tg^2\varphi}}; \quad K_2 = 1 - K_3; \qquad S_k = \pi(l_0 tg\varphi)^2;$$

$$C_{x_{к-ц}} = C_{x_1} + C_N\alpha + F_т; \quad C_{y_к} = C_N - C_{x_1}\alpha;$$

$$C_{y_{к-ц}} = C_p^0 + B\alpha\varphi(a_{10} + a_{20}M^{-2} + a_{30}M^{-2}T^{-1} + a_{40}\frac{\alpha}{\varphi} + a_{50}M^{-2}\frac{\alpha}{\varphi} + a_{60}M^{-2}T^{-1}\frac{\alpha}{\varphi});$$

$$C_N = \frac{B}{2}\alpha(a_{11} + a_{21}M^{-2} + a_{31}M^{-2}T^{-1} + a_{41}\frac{\alpha}{\varphi} + a_{51}M^{-2}\frac{\alpha}{\varphi} + a_{61}M^{-2}T^{-1}\frac{\alpha}{\varphi});$$

$$\alpha = M(t)\frac{-V\frac{d\Theta}{dt} + g\cos\Theta}{P - (\tilde{C}_N - C_{x_{к-ц}})\frac{\rho V^2}{2}S_{k-ц}}; \qquad T = \sin B\theta tg\theta,$$

где **P** – тяга двигателя;

M(t) –текущая масса летательного аппарата;

Θ – угол бросания;

$C_{x_{к-ц}}$ – коэффициент силы лобового сопротивления;

$C_{y_{к-ц}}$ – коэффициент подъемной силы;

ρ, $\rho_{пн}$, $\rho_т$, $\rho_к$ – плотность воздуха, полезной нагрузки, топлива, материала конструкции соответственно;

$S_{к-ц}$ – площадь миделевого сечения;

α – угол атаки;

$\mathbf{M_т}$ – масса топлива;

$\mathbf{I_{уд}}$ – удельный импульс тяги;

m, n – коэффициенты выбираемые по статистике;

$\mathbf{к_i}$ – коэффициент, учитывающий длину отсека;

φ – угол полураствора конуса;

$\mathbf{C_N}$ – коэффициент нормальной силы;

$\mathbf{C_p^0}$ – коэффициент давления;

B – параметр аппроксимирующей функции;

$\mathbf{A_{ij}}$ – коэффициент, выбираемый по статистике [2].

Математическая модель полета ЛА с сокращенным временем активного участка траектории может использоваться для летательных аппаратов различных конструктивно - компоновочных схем. Новизна математической модели состоит:

- в учете аэродинамических коэффициентов для полета с гиперзвуковыми скоростями [2,3];

- в применении компоновочных схем ЛА, позволяющих выполнять полет с сокращенным временем АУТ.

На основе решения математической модели полета летательного аппарата с сокращенным временем активного участка траектории можно дать рекомендации для разработки новых образцов техники, что является практической ценностью предложенной математической модели.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дмитриевский А.А. Движение ракет. – М.: Воениздат, 1969. – 464 с.

2. Джонс Д.Ж. Формула для распределения давления на круговом конусе, обтекаемом под углом атаки // Ракетная техника и космонавтика. – 1972. – №2. – С. 168 - 170.

3. Шварц Л.В. Эмпирическое выражение коэффициента сопротивления конуса при сверхзвуковых скоростях // Ракетная техника и космонавтика. – 1969. – №3. – С. 219 - 220.

Поступила в редколлегию 15.03.2001